

4. Блока параметризации - программы, передающей числовые значения параметров от Решателя в CAD/CAM-систему для преобразования "заготовок" в реальный двигатель.

Следует подчеркнуть, что изменение конструктивного облика АД при помощи этой Среды возможно на любом этапе разработки. Банк "заготовок" и Решатель могут изменяться и дополняться в зависимости от области применения интегрированной Среды (от учебного процесса до практических исследований).

Список литературы

1. Математические модели авиационных двигателей произвольных схем (компьютерная среда DVIG): Учебное пособие / под ред. проф. Ахмедзянова А.М.; Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т.-Уфа, 1998. - 128 с.
2. Sinatrop - компьютерное проектирование и производство. Под общей редакцией С.М. Марьяновского; СПб:КПЦ "МиР", 1998. - 166 с.; ил.
3. Филекин В.П. Атлас конструктивных и силовых схем авиационных ГТД. - Куйбышев, КуАИ, 1984. - 104 с.
4. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. - 5-е изд., перераб. И доп. - М.: Машиностроение, 1981. - 550 с., ил.

МЕТОД ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД

Коновалова А.В., Кожин Д.Г., Харитонов В.Ф.

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

Процесс разработки камер сгорания ГТД, включающий стадии проектирования, экспериментальных исследований и доводки, является весьма длительным и трудоемким. Он начинается с этапа предварительного проектирования, на котором формируется облик камеры (определяются основные размеры и параметры технического совершенства), выбирается тип основных элементов (диффузора, фронтального устройства и др.) и производится предварительный газодинамический и тепловой расчет для оценки потерь полного давления и температур стенок.

Чем точнее оценки, полученные на начальных этапах проектирования, чем больше вариантов удастся проанализировать для обоснованного выбора наилучшего, тем меньше продолжительность и стоимость последующих этапов. В связи с этим совершенствование методов предварительного проектирования камер сгорания остается актуальной задачей.

Предлагаемый метод основан на использовании системы газодинамического моделирования камер сгорания. В его основе лежит модульный принцип построения технических объектов. Камера сгорания рассматривается как совокупность типовых элементов, выполняющих определенные функции.

В качестве типовых приняты следующие элементы конструкции камеры сгорания: диффузор, разделитель, фронтное устройство, кольцевой канал, жаровая труба, основное отверстие, охлаждающее отверстие и выходное сечение.

Для решения задачи газодинамического анализа сначала формируется расчетная схема камеры из типовых элементов, связанных информационными потоками.

На рис.1 показана принципиальная расчетная схема камеры сгорания; типовые элементы: 1 – диффузор, 2 – разделитель, 3 – фронтное устройство, 4 – кольцевой канал, 5 – основное отверстие, 6 – отверстие системы охлаждения, 7 – жаровая труба (газовый тракт), 8 – выходное сечение. Секции, выделенные штриховыми линиями, соответствуют: 9 – поясу основных отверстий, 10 – поясу охлаждающих отверстий, 11 – поясу разбавительных отверстий. В конкретной схеме их повторяют необходимое количество раз в нужном порядке.

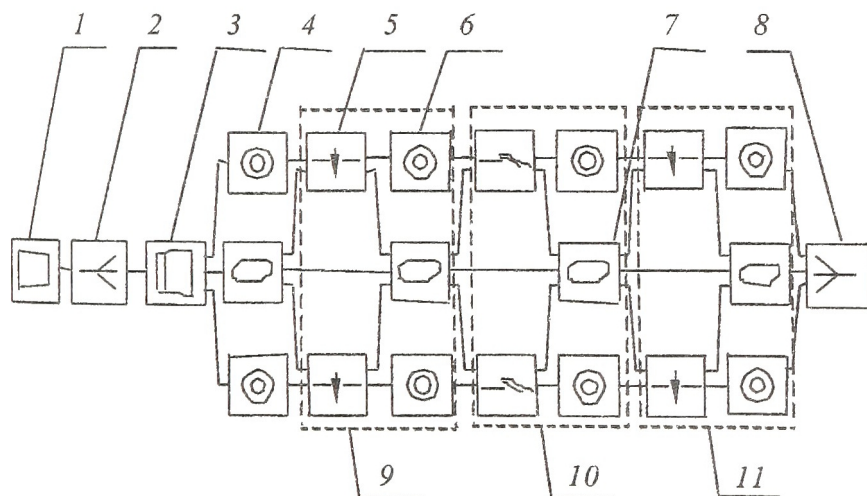


Рис. 1. Принципиальная расчетная схема камеры сгорания.

В качестве математических моделей элементов используются одномерные соотношения (в том числе, полученные при обобщении результатов экспериментальных исследований и опыта разработки камер сгорания):

1). Уравнение баланса расходов воздуха:

$$G_k = G_{\text{фр}} + \sum_{i=1}^{n-1} g_i,$$

где G_k - расход воздуха на входе в камеру;

$G_{\text{фр}}$ - расход воздуха через фронтное устройство;

g_i - расход воздуха, вводимый в жаровую трубу в i -м поясе отверстий.

2). Уравнение теплосодержания газа:

$$\left(G_{\text{фр}} + \sum_{j=1}^{i-1} g_j \right) \cdot (I_{\text{жт}i} - I_k) = G_T \cdot (\eta_{zi} \cdot H_u - I_{\text{т}i} + I_{\text{тк}}),$$

где $I_{\text{тк}}$ и $I_{\text{т}i}$ - соответственно, энтальпия топлива на входе в камеру и в i -м сечении;

$I_{\text{жт}i}$ - энтальпия газа в i -м сечении;

η_{zi} - полнота сгорания в i -м сечении;

$\eta_{zi} = \alpha_i / 1,8$ для участков в пределах зоны горения, где $\alpha_i \leq 1,8$; если $\alpha_i > 1,8$, то η_{zi} равняется заданной полноте сгорания на выходе из камеры - η_0 ;

α_i - коэффициент избытка воздуха в i -м сечении, равный:

$$\alpha_i = \frac{G_{\text{фр}} + \sum_{j=1}^{i-1} g_j}{L_0 \cdot G_T}.$$

3). Уравнение изменения полного давления в жаровой трубе[1]:

а) при сужении жаровой трубы или при сохранении площади сечения постоянной:

$$p_{\text{жс}i}^* = p_{\text{жс}i}^* + \frac{\rho_{\text{жс}i} w_{\text{жс}i}^2}{2} - \frac{\rho_{\text{жс}(i+1)} w_{\text{жс}(i+1)}^2}{2} \left(\frac{F_{\text{жс}i+1}}{F_{\text{жс}i}} \right)^2 + \frac{g_{\text{н}i} \cdot w_{\text{н}i} + g_{\text{в}i} \cdot w_{\text{в}i}}{F_{\text{жс}i}} +$$

$$\frac{g_{\text{н}i}^2 \cdot \sin \beta_{\text{н}i} + g_{\text{в}i}^2 \cdot \sin \beta_{\text{в}i}}{\mu_{\text{н}i} \cdot f_{\text{н}i} + \mu_{\text{в}i} \cdot f_{\text{в}i}};$$

$$\rho_k \cdot F_{\text{жс}i}$$

б) при расширении жаровой трубы:

$$p_{жi}^* = p_{жi}^* + \frac{\rho_{жi} w_{жi}^2}{2} - \frac{\rho_{ж(i+1)} w_{ж(i+1)}^2}{2} \left(2 \cdot \frac{F_{жi+1}}{F_{жi}} - 1 \right) + \frac{g_{ni} \cdot w_{ni} + g_{vi} \cdot w_{vi}}{F_{ж}} +$$

$$+ \frac{\frac{g_{ni}^2 \cdot \sin \beta_{ni}}{\mu_{ni} \cdot f_{ni}} + \frac{g_{vi}^2 \cdot \sin \beta_{vi}}{\mu_{vi} \cdot f_{vi}}}{\rho_{к} \cdot F_{жi}},$$

где ρ - плотность газа (воздуха);

μ - коэффициент истечения через отверстия в стенках жаровой трубы;

β - угол наклона стенки жаровой трубы к оси камеры;

f - площадь отверстий в стенках жаровой трубы;

w - скорость потока.

Индексы "н", "в", "ж", "к" относятся, соответственно, к наружному и внутреннему кольцевым каналам, жаровой трубе, входному сечению камеры.

4). Уравнение расхода воздуха через пояс отверстий

$$g_{oi} = \mu_{oi} f_{oi} \sqrt{2 \rho_{к} (p_{oi} - p_{жi})},$$

где индекс "о" принимает значения "н" или "в". Значения коэффициента истечения μ зависят от способа подвода воздуха в жаровую трубу. Например, для отверстий системы послыного охлаждения[1]:

$$\mu_{oi} = \frac{0,6 + 3,27a}{1 + 3,15a},$$

$$\text{где } a = \left(\sqrt{\frac{2(p_{oi}^* - p_{жi})}{\rho_{к} w_{oi}^2}} \right)^{-2,08}.$$

Математическая модель камеры сгорания представляется в виде совокупности алгоритмов расчетов типовых элементов. Причем, для каждого элемента может быть несколько вариантов алгоритмов, в соответствии с используемой конструктивной схемой типового элемента.

После составления расчетной схемы задаются исходные данные, а затем, для проведения расчета, необходимо настроить полученную модель камеры сгорания. Эта настройка осуществляется выбором метода и закона расчета, с помощью которого выполняются различные условия и ограничения.

При выполнении гидравлического расчета должны выполняться следующие условия и ограничения:

1) перепад давления на стенках жаровой трубы должен быть положительным;

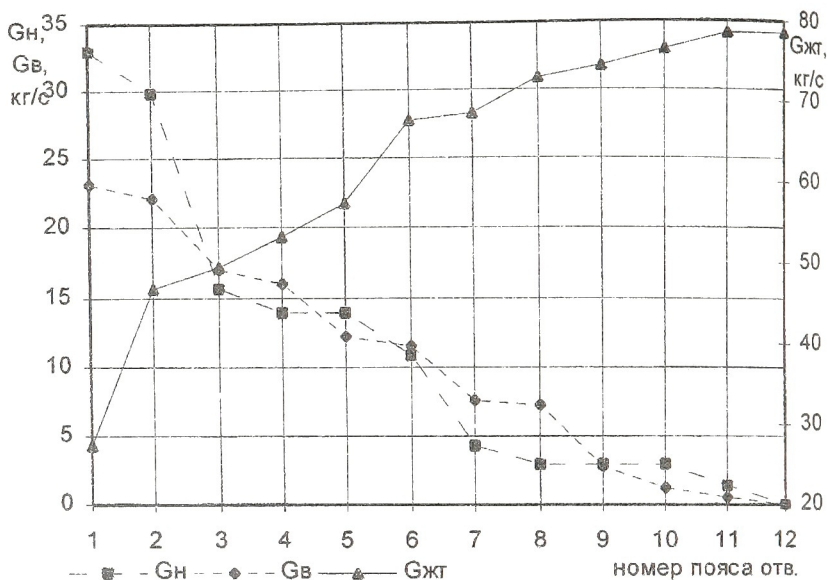


Рисунок .2- Изменения расходов воздуха в кольцевых каналах и газа в жаровой трубе.

2) расход воздуха в кольцевых каналах должен быть положительным и не менее требуемой величины за последним поясом отверстий;

3) расход газа в выходном сечении равен сумме расходов воздуха и топлива за вычетом расхода отбираемого воздуха.

Рассмотренный метод предварительного проектирования реализован в системе газодинамического расчета камер сгорания. Система разработана с использованием программного комплекса САМСТО, предназначенного для создания автономных предметно-ориентированных подсистем моделирования технических объектов[2].

С помощью разработанной системы был проведен расчет реальной камеры сгорания, некоторые результаты которого представлены на рис. 2 – 3.

Список литературы

1. Методика гидравлического расчета камер сгорания ГТД на ЭВМ. Техн. отчет ЦИАМ №6759, 1971, 96с.
2. Ахмедзянов А.М., Кожин Д.Г. Система конструирования среды для математического моделирования сложных технических систем. //Известия вузов. Авиационная техника.-1994 .- №1.

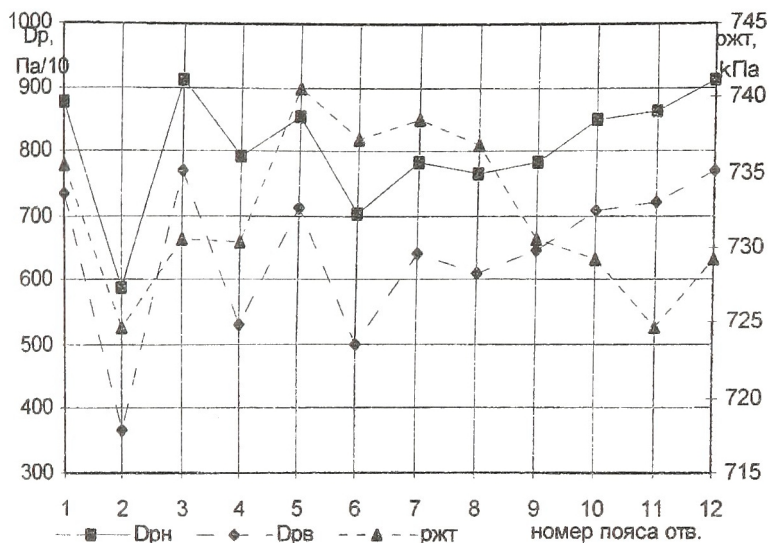


Рисунок 3- Изменения перепада давления на стенках и давления по длине жаровой трубы.

ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ПОСТАНОВКЕ НА САМОЛЕТ

Алаторцев В.П., Горюнов И.М., Гумеров Х.С.

Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа

Эксплуатация двигателя на самолете требует установления критериев его нормального функционирования. Контроль работоспособности двигателя осуществляется в полете, при наземных текущих проверках, при выполнении регламентных работ, при заменах и регулировках агрегатов и т.д., с использованием специальных пультов для проверки, бортовых приборов, автоматизированных систем регистрации параметров.

Известно, что характеристики двигателя, установленного на самолете, отличаются от соответствующих характеристик, полученных при испытании этого двигателя на стенде завода-изготовителя. Причины несовпадения характеристик связаны различными факторами, каждый из которых имеет систематические и случайные составляющие. Поэтому единственно надежным методом решения вопроса о количественной оценке влияния самолета является исследование и сравнение случайных распре-